

## 분야별 하부시스템의 최적화를 통합한 분해기반 MDO 방법론

정 희 석<sup>\*</sup> · 이 종 수<sup>†</sup>

(2001년 11월 10일 접수, 2002년 6월 7일 심사완료)

### A Decomposition Based MDO by Coordination of Disciplinary Subspace Optimization

Heeseok Jeong and Jongsoo Lee

**Key Words:** MDO(다분야통합최적설계), Interdisciplinary Design Variables(분야간 연성변수), Disciplinary Subspace Optimization(분야별 하부시스템 최적화), Optimal Sensitivity(최적민감도), Coordination(중재통합화)

#### Abstract

The paper describes the development of a decomposition based multidisciplinary design optimization (MDO) method that coordinates each of disciplinary subspace optimization (DSO). A multidisciplinary design system considered in the present study is decomposed into a number of subspaces based on their own design objective and constraints associated with engineering discipline. The coupled relations among subspaces are identified by interdisciplinary design variables. Each of subsystem level optimization, that is DSO would be performed in parallel, and the system level coordination is determined by the first order optimal sensitivities of subspace objective functions with respect to interdisciplinary design variables. The central of the present work resides on the formulation of system level coordination strategy and its capability in decomposition based MDO. A fluid-structure coupled design problem is explored as a test-bed to support the proposed MDO method.

#### 1. 서 론

MDO 즉, 다분야통합최적설계(multidisciplinary design optimization)는 해석 및 설계과정 상에 다양한 공학적 원리가 서로 연관되어 나타나는 제품에 대한 동시공학적 최적화방법이다. 이러한 MDO기법은 전통적으로 항공기 설계문제<sup>(1)</sup>에 적합하도록 그 방법론이 연구, 개발되어왔으며 최근에는 기계 및 자동차분야<sup>(2)</sup>에 대한 통합설계에 적용되고 있다. 일반적인 MDO기법의 구조는 다

목적, 다기능의 설계성능 향상을 위한 최적화문제의 수식화, 복잡하고 대규모인 설계문제의 효율적 관리를 위한 분리방법, 민감도 또는 근사화의 적용, 그리고 각 분야별 국부적 최적 해에 대한 반복적인 중재통합화 과정 등으로 표현된다. 더욱이, 최근에 비약적으로 성장하는 컴퓨팅기반 정보기술의 발전 및 CAD/CAE 인터페이스기술, 지능형 에이전트, 데이터관리시스템 등의 개발을 바탕으로 이기종, 분산환경에 적합한 MDO프레임웍<sup>(3)</sup>에 대한 연구가 진행되고 있다.

MDO문제는 다양하게 개발된 최적화 알고리즘을 통해 여러 가지 공학적 원리가 통합된 최적해를 탐색하지만, 복잡하거나 다양한 설계원리가 존재하는 문제를 효율적으로 관리하기 위해서는 분해기반 설계방법론(decomposition based MDO method, DBMDO)을 사용한다. 분해기법은 전체

<sup>†</sup> 책임저자, 회원, 연세대학교 기계공학부

E-mail : jleej@yonsei.ac.kr

TEL : (02)2123-4474 FAX : (02)362-2736

<sup>\*</sup> 회원, 연세대학교 대학원 기계공학과

설계시스템을 여러 개의 하부시스템(subsystem)으로 분해하는 것인데, 설계문제의 해석에 필요한 공학적 원리를 기반으로 분해(aspect decomposition)하거나, 제품을 구성하는 요소를 기반으로 분해(physical decomposition)하는 방법이 대표적이다.<sup>(4)</sup> 이러한 DBMDO에 의한 설계절차는 크게 시스템단계(system level)와 하부시스템단계(subsystem level)로 나뉘는데, 하부시스템단계에서는 각 분야별 또는 제품요소별 최적화가 수행되고 시스템단계에서는 각 하부시스템에서의 설계결과를 중재통합한다. 특히, DBMDO는 계산과정이 병렬연산(parallel processing) 또는 분산시스템(distributed system)에 의해 처리되는 경우에 효과적이며, 계산용량의 집중화 정도를 줄임(decentralization)으로써 각 분야 및 제품구성요소에 대한 정확한 설계결과의 분석을 용이하게 한다.<sup>(5)</sup>

MDO 분야의 초기단계에서 개발된 대표적인 DBMDO로는 분해시스템동시최적화(concurrent subspace optimization, CSSO)<sup>(6,7)</sup>와 협동최적화(collaborative optimization, CO)방법<sup>(8,9)</sup>이 있으며, 다양한 연구를 통해 CSSO와 CO에 대한 개선된 방법론들이 개발되고 있다. 전통적 방식의 CSSO 및 CO는 분야별 해석 및 최적화를 하부시스템단계에서 수행하고 분야간 연성된 정도를 시스템단계에서 미분을 이용한 민감도해석을 통해 중재하는 방식을 공통적으로 사용하고 있다. 또 다른 특징은 MDO의 경우라도 전체설계시스템은 궁극적으로 하나의 동일한 목적함수(objective functions)를 위해 통합설계를 진행한다는 것이다. 다시 말해, CSSO의 경우 각 하부시스템은 분야별 최적화를 담당하지만 동일한 목적함수가 각 하부시스템에 할당되어 있으며, CO의 경우에는 각 하부시스템에서 분야별 설계요구조건을 제약조건(constraints)으로 고려하지만 시스템단계에서 하나의 목적함수를 최적화하는 방식을 사용한다. 앞서 기술한 바와 같이 DBMDO는 aspect decomposition 또는 physical decomposition에 의해 전개되는데, 각 분야를 해석하는 CAE도구를 하부시스템에 할당하여 분산된 환경에서 시뮬레이션기반 설계를 수행하는 경우에는 aspect decomposition 방식이 유용하다. 또한, MDO는 각 분야의 설계전문가가 참여하여 통합설계를 도출하는데, 하나의 제품에 대해서도 각 분야별 설계

변수, 설계목적 및 제약조건에 의해 최적화 문제(구조최적화, 공력최적화, 소음/진동최적화 등)를 구성할 필요가 있다.<sup>(10,11)</sup>

본 연구에서는 기존의 CSSO 및 CO와 달리 분야별로 최적화된 제품성능의 결과를 통합할 수 있는 분해(aspect decomposition)기반 MDO방법론을 제시하고자 한다. 해석하는데 필요한 분야에 따라 전체 설계시스템을 분해하고 분야별 목적함수와 제약조건 등으로 구성된 최적화문제를 하부시스템단계에서 수행한다. 각 하부시스템에서 계산된 최적해 및 최적민감도 정보를 시스템단계에서 중재통합 함으로써, 각 분야별로 요구되는 설계성능을 최적화하는 MDO방법론을 제안한다.

## 2. 분해기반 MDO

본 연구에서 제안하는 분해기반 MDO에서는 각 분야별로 구성된 최적화문제를 하부시스템단계에서 처리하는데,  $i$ 번째 하부시스템을 구성하는 설계변수 벡터  $X_i$ 는 다음과 같이 표현된다.

$$X_i = \{X_{IDV}, X_{DDV}^i\} \quad (1)$$

여기서,  $X_{IDV}$ 는 다른 하부시스템에서도 사용되는 분야간 연성변수(interdisciplinary design variables, IDV)이고  $X_{DDV}^i$ 는  $i$ 번째 하부시스템에서만 사용되는 분야별 변수(disciplinary design variables, DDV)이다. 이때, 변수벡터  $X_{IDV}$ 는 다음의 2가지 종류로 분류될 수 있다.

(A) 전체 하부시스템 중에서 몇 개의 특정 하부시스템간에 부분적으로 적용되는 경우: 만일, 설계문제가 3개의 하부시스템으로 구성되었을 때, IDV-1은 하부시스템-1 및 하부시스템-2와 연성되어 있고 IDV-2는 하부시스템-2 및 하부시스템-3과 연성되어 있다.

(B) 모든 하부시스템에 동일하게 적용되는 경우: 만일, 설계문제가 3개의 하부시스템으로 구성되었을 때, IDV-1과 IDV-2가 하부시스템-1, 하부시스템-2 및 하부시스템-3에 공통적으로 연성되어 있다.

하부시스템과 분야간 연성변수의 관계에 있어

서 (B)의 경우가 (A)의 경우에 비해 수식화 과정이 간단하므로 본 논문에서는 (B)의 과정을 다루고자 한다. 분야별 하부시스템에서의 최적화 결과를 중재통합한 DBMDO의 순서는 다음과 같다.

(a) 전체 설계시스템을  $N$ 개의 하부시스템으로 분해한 후, 각 하부시스템에 대해서 다음의 최적화문제를 구성한다.

$$\begin{aligned} &\text{minimize } f_i(X_{IDV}^k, X_{DDV}^i) \\ &\text{subject to } g_{ij}(X_{IDV}^k, X_{DDV}^i) \leq 0 \end{aligned} \quad (2)$$

$$X_{DDV}^{iL} \leq X_{DDV}^i \leq X_{DDV}^{iU}$$

여기서,  $f_i$ 는  $i$ 번째 하부시스템에서의 목적함수이며 이것은 설계문제에 따라 다중목적함수의 형태로 표현될 수 있다.  $g_{ij}$ 는  $i$ 번째 하부시스템에 속하는  $j$ 번째 구속조건을 의미하며,  $L$  및  $U$ 는 각각, 분야별 변수에 대한 하한 및 상한(lower and upper bounds)이다. 또한, 전체 하부시스템은  $k$ 개의 IDV가 공통적으로 연성되어 있다.

(b) 연성변수 IDV를  $X_{IDV}^k = X_{IDV}^k |_{q=0}$ 로 모든 하부시스템에 대해 설정한 후, 분야별 하부시스템 최적화(disciplinary subspace optimization, DSO)를 수행한다. DSO로부터 얻은 목적함수의 최적값 및 IDV에 대한 최적민감도를 각각  $f_i^*$  및  $\frac{\partial f_i^*}{\partial X_{IDV}^k}$ 로 정의하고 이들을 시스템단계로 전달한다.

(c) 각 하부시스템을 구성하는 목적함수  $f_i$ 를 이용하여 시스템단계에서 중재통합하기 위해 다음의 통합목적함수를 정의한다.

$$F = \sum_{i=1}^N \frac{f_i}{f_i^*} \quad (3)$$

여기서,  $f_i^*$ 는 각 하부시스템에서 얻은 결과이며, 시스템단계에서의 통합목적함수  $F$ 가 다중목적의 형태이므로 각각을 정규화(normalization)하기 위해 사용한다.

(d) 분야별 목적함수  $f_i$ 를 최적해 및 최적민감도를 이용하여 분야간 연성변수(IDV)에 대해 다음과 같이 선형화(linearization)한다.

$$f_i = f_i^* + \sum_{k=1}^K \frac{\partial f_i^*}{\partial X_{IDV}^k} |_{X_{IDV}^k} (X_{IDV}^k - X_{IDV}^k |_q) \quad (4)$$

(e) 식 (4)에서 구한  $f_i$ 를 식 (3)에 대입하여 시스템단계의 통합목적함수를 구한다.

$$\begin{aligned} F &= N + \sum_{i=1}^N \left\{ \frac{1}{f_i^*} \sum_{k=1}^K \frac{\partial f_i^*}{\partial X_{IDV}^k} (X_{IDV}^k - X_{IDV}^k |_q) \right\} \\ &= \sum_{k=1}^K \left\{ \sum_{i=1}^N \frac{1}{f_i^*} \frac{\partial f_i^*}{\partial X_{IDV}^k} \right\} X_{IDV}^k \\ &\quad - \sum_{k=1}^K \left\{ \sum_{i=1}^N \frac{1}{f_i^*} \frac{\partial f_i^*}{\partial X_{IDV}^k} X_{IDV}^k |_q \right\} + N \\ &= \sum_{k=1}^K DIR_k X_{IDV}^k + const \end{aligned} \quad (5)$$

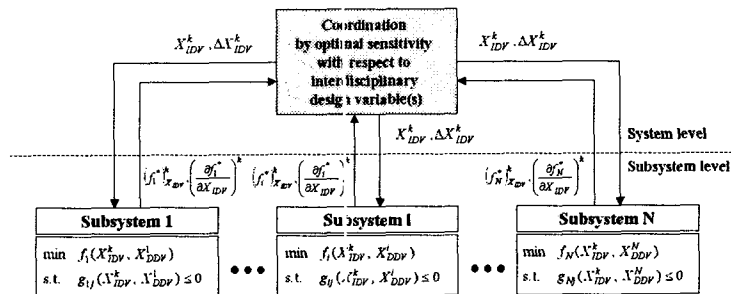


Fig. 1 Architecture of proposed MDO

(f) 식 (5)는 분야간 연성변수  $X_{IDV}^k$ 에 대해 선형화된 식이고 연성변수  $X_{IDV}^k$ 가 서로 독립인 변수들로 가정하였으므로, 시스템단계에서의 중재 통합을 위한 필요조건(optimality condition)은 식 (6)과 같이 표현된다.

$$DIR_k = \sum_{i=1}^N \frac{1}{f_i} \frac{\partial f_i^*}{\partial X_{IDV}^k} = 0 \quad (6)$$

만일, 위의 조건식에서  $DIR_k=0$ 이 만족되지 않는 경우에는  $X_{IDV|q}^k = X_{IDV|q+1}^k$ 로 대체하고 과정(b) 이하를 반복 수행한다. 식 (6)을 만족하지 않는 경우는  $DIR_k$ 이 양(positive)이거나, 음(negative)이 되는 것인데, 식 (3) 또는 (5)를 최소화하는 문제에 있어서  $DIR_k > 0$ 이면  $X_{IDV|q}^k$ 를 감소시키고,  $DIR_k < 0$ 이면  $X_{IDV|q}^k$ 를 증가시킨다. 이때 선정되는 새로운  $X_{IDV|q}^k$ 는 선형화에 의한 범위를 벗어나지 않도록 작은 변화 값을 가감하여 선택한다. 식 (6)을 이용하여 이를 표현하면 다음과 같다.

$$X_{IDV|q+1}^k = \begin{cases} X_{IDV|q}^k - \Delta X_{IDV|q}^k & (DIR_k > 0) \\ X_{IDV|q}^k + \Delta X_{IDV|q}^k & (DIR_k < 0) \\ Converged & (DIR_k = 0) \end{cases} \quad (7)$$

또한, 중재통합화에 의해 새로운 IDV를 결정하는데 필요한  $\Delta X_{IDV}^k$ 는 과정(b)에서 설명된 최적민감도를 계산하는데 사용될 수 있다. 유한차분법에 의해 민감도를 계산할 경우,  $\Delta X_{IDV}^k$ 를 설계 변동량(perturbed size)으로 고려할 수 있고  $DIR$ 의 부호에 따라 식 (8)의 조건을 적절히 사용한다.

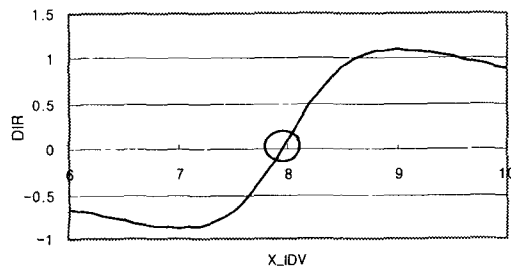


Fig. 2 DIR vs  $X_{IDV}$  with lower order functions

$$\frac{\partial f_i^*}{\partial X_{IDV}^k} = \frac{f_i^*(X_{IDV|q+1}^k) - f_i^*(X_{IDV|q}^k)}{\Delta X_{IDV|q}^k} \quad (8)$$

앞서 설명한 설계과정 내용을 바탕으로 DSO로부터 얻은 최적 해와 분야간 연성변수에 대한 최적민감도 결과를 이용하여 시스템단계에서의 통합목적함수에 의해 중재통합화되는 과정을 Fig. 1에 나타내었다.

### 3. 수학적 예제의 적용

본 논문에서 제안한 DBMDO의 유효성을 검증하기 위해 2개의 하부시스템으로 구성된 수학적 문제를 고려한다.

#### 3.1 저차 함수(lower order functions) 문제

비교적 낮은 차수의 함수를 이용하여 다음과 같은 설계문제를 구성하였다.

$$\text{Subspace-1: } f_1 = X_1 + X_{IDV} \quad (9)$$

$$\text{Subspace-2: } f_2 = X_2 + (X_{IDV} - 8)^2$$

각 하부시스템을 비구속 최소화(unconstrained minimization)문제로 표현하였고, 분야간 연성변수  $X_{IDV}$ 의 개수는 1개이다. 식 (3)-식 (5)의 과정을 거쳐 식 (6)에 표현된  $DIR$ 을  $X_{IDV}$  값에 따라 변화하는 경향을 Fig. 2에 나타내었다. 식 (7)의 조건으로부터 엄밀 설계 해는  $X_{IDV}=8$  근방임을 알 수 있다. 본 연구에서 제안한 DBMDO방법을 사용하여 계산된 통합설계 해의 결과를 Table 1에 나타내었다. 다양한 탐색결과를 비교하기 위해  $X_{IDV}$ 의 초기 값을 다르게 선택한 경우, 통합 목적함수의 선형화에 따른  $\Delta X_{IDV}$ 의 크기 선정 등을 고려하여 수치실험을 수행하였다.

Table 1 DBMDO by lower order functions

Starting IDV	ISRF	RR	# of iterations	Final IDV
6.0	0.45	0.6	55	7.9430
7.3	0.45	0.6	55	7.9430
7.3	0.1	0.1	21	7.9430
8.0	0.45	0.6	53	7.9430
10.0	0.45	0.6	55	7.9425

이때 초기탐색범위계수(initial search range factor, ISRF)는 탐색을 최초로 시작할 때 사용하는  $\Delta X_{IDV}$ 를 결정할 때 적용되는 값으로 전체 설계범위의 절반에 대한 비율을 의미하며, 감소율(reduction rate, RR)은  $\Delta X_{IDV}$ 가 갱신될 때마다 원래의 값을 감소시키는 비율로 이전  $\Delta X_{IDV}$ 에 대한 비율을 의미한다. Table 1에는 ISRF와 RR에 대한 영향을 고려하여 결과를 나타내었다. 수치실험을 통해 통합설계 해의 탐색이 정확하게 이루어지고 있음을 알 수 있다.

3.2 고차 함수 (higher order functions) 문제

시스템단계에서의 통합목적함수는 분야간 연성 변수에 대해 선형화된 식으로 표현되므로, 하부 시스템을 구성하는 분야별 목적함수의 비선형성이 수식화 모델링에 미치는 정도를 파악해야 한다. 이를 위해 비교적 고차의 분야별 목적함수를 다음과 같이 선정하였다.

Subspace-1:  $f_1 = X_2 + (X_{IDV} - 8)^2$  (10)

Subspace-2:  $f_2 = X_2 - 0.0938X_{IDV}^3 + 1.4375X_{IDV}^2 - 5X_{IDV}$

앞서 적용한 3.1절의 과정을 반복하여  $X_{IDV}$ 에 따른 DIR의 변화 및 DBMDO에 의한 통합설계 해의 수치실험결과를 각각, Fig. 3 및 Table 2에 나타내었다. Fig. 3으로부터 DIR=0이 되는 지점이 3개임을 알 수 있다. 그러나 Table 2의 결과에서는  $6.2 \leq X_{IDV} \leq 9.3$  사이에서 초기 값을 선정하면 모두  $X_{IDV} = 8$  근방에 수렴함을 알 수 있다. 그 이유는 식 (7)의 선형화 조건식으로부터 DIR이 양이면  $\Delta X_{IDV}$ 를 감소시키고, DIR이 음이면  $\Delta X_{IDV}$ 를 증가시키기 때문이다. Fig.3에서 보여주는 다른 두개의  $X_{IDV}$ 를 얻기 위해서는 시스템단계의 통합목적함수를 2차 미분에 의한 최적민감도로 표현하거나, 최적화 조건식인 DIR을 2차 미분의 식으로 나타내어야 할 것이다.

4. 항공기 날개의 공력구조설계

항공기설계는 대표적인 MDO문제이다. 본 논문

에서는 DBMDO를 공학적 설계문제에 적용하기 위해 유체-구조 연성 해석이 요구되는 항공기 날개꼴의 공력구조설계문제를 선정하였다. 유동성능을 고려하기 위해서는 날개꼴의 외부형상(airfoil shape)을 결정해야 하고, 구조적인 측면을 고려하기 위해서는 내부의 상자형 구조물(box-beam)의 설계가 이루어져야 한다. 본 설계문제에서는 Fig. 4에서와 같이 상자형 구조물의 수직두께에 해당하는  $t_{IDV}$ 를 분야간 연성변수(interdisciplinary design variables)로 선정하였다. 수직두께는 날개꼴의 내부구조를 결정하는데 필요할 뿐 아니라, 공기역학적 외부형상을 표현하는 경우에도 대표적인 변수 (예, 특정 chord 위치에서의 날개꼴 높이 등)로 사용되기 때문이다.

즉, 본 설계문제에서는 유동해석분야와 구조해석분야가 동시에 요구되는 2개의 하부시스템으로 구성된 최적화문제를 고려하였다.

4.1 공력최적화

공력설계는 다음과 같이 양력을 최대화하는 문제를 구성하였다.

minimize  $\frac{1}{C_L(k_1, k_2, k_3, t_{IDV})}$  (11)

$0.5 \leq k_1 \leq 1.5$

$0.001 \leq k_2, k_3 \leq 1.0$

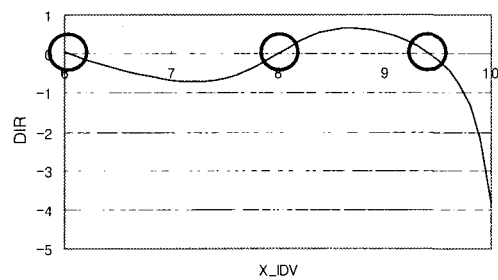


Fig. 3 DIR vs  $X_{IDV}$  with higher order functions

Table 2 DBMDO by higher order functions

Starting IDV	ISRF	RR	# of iterations	Final IDV
6.3	0.45	0.6	51	8.0011
8.0	0.45	0.6	49	8.001
9.3	0.45	0.6	52	8.0009

공력하부시스템(aerodynamic subspace)의 설계변수인  $k_1, k_2$  및  $k_3$ 의 함수로 표현되는 양력계수는 식 (12)에 주어진 날개꼴의 형상  $z$ 에 따라 변화한다. 이때,  $x$ 는 chordlength( $c=0.39624$  m)에 의해 무차원화된 값이다.

$$z = \frac{t_{DV}}{0.625\sqrt{0.375}} \frac{\sqrt{x(1-x)}}{e^{k_1(x-0.375)}} \quad (12)$$

$$+ \frac{\sqrt{x(1-x)}(\sqrt{0.375}-\sqrt{x})^2}{e^{k_2x}}$$

$$+ \frac{\sqrt{x(1-x)}(\sqrt{0.375}-\sqrt{x})^2}{e^{k_3x}}$$

공력설계에 적용된 유동해석 과정을 위해 날개꼴의 유동장을 아음속으로 고려하여 패널법(constant-strength vortex base panel method)<sup>(12)</sup>을 적용하였다.

4.2 구조최적화

구조설계에서는 날개꼴의 내부구조물을 Fig. 5에서와 같이 상자형 외팔보(cantilevered box-beam)로 가정하였으며, 고유진동수를 고려한 중량 최소화문제를 다음의 식과 같이 구성하였다.

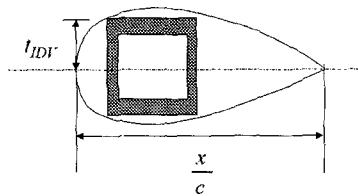


Fig. 4 Definition of original design problem

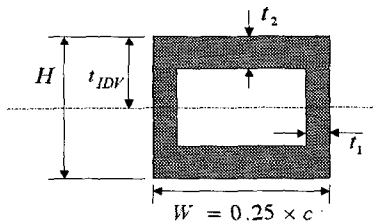


Fig. 5 Cross section of internal structure

$$\begin{aligned} &\text{minimize} && \text{Mass}(t_1, t_2, t_{DV}) && (13) \\ &\text{subject to} && 10 \leq \omega \leq 12 \text{ (rad/sec)} \\ &&& 0.0991 \leq t_1 \leq 0.1585 \text{ (m)} \\ &&& 0.5t_{DV} \leq t_2 \leq 0.8t_{DV} \end{aligned}$$

여기서, 구조하부시스템(structures subspace)의 설계변수인  $t_1$  및  $t_2$ 는 각각, 상자형 외팔보의 수직 및 수평두께를 의미한다. 상자형 외팔보의 수평길이인  $W$ 는 chordlength의 1/4로 고정되어 있고  $H=2t_{DV}$ 의 관계를 가지고 있다. 외팔보의 해석은 Hermitian beam element를 이용하여 유한요소모델링에 의해 수행되었고, 전체 질량행렬과 전체 강성행렬을 이용하여 QR 분해법(QR decomposition)<sup>(13)</sup>으로부터 고유진동수  $\omega$ 를 계산하였다. 이때 구조물의 재료는 알루미늄(AL 1100-H14)으로 고려하였다.

앞서 설명한 식 (11) 및 식 (13)의 각 분야별 목적함수로부터 분야간 연성변수는  $t_{DV}$ 이며, 공력하부시스템 및 구조하부시스템에 필요한 설계변수는 각각,  $k_1, k_2, k_3$  및  $t_1, t_2$ 임을 알 수 있다. 2장에서 설명한 바와 같이 하한 및 상한범위 내에 있는  $t_{DV}$ 의 초기 값을 시작으로 각 분야별 공력최적화 및 구조최적화를 수행하고, 그 결과 얻어지는 최적목적함수 및 최적민감도를 이용하여 식 (5)의 선형화된 통합목적함수를 구성한다. 식 (7)을 이용하여  $t_{DV}$ 에 대한 최적화조건식을 판정하고, 수렴성이 만족할 때까지 선형화가정을 만족하는 범위 내에서  $t_{DV}$ 를 변경한 후 위의 과정을 반복, 수행한다.

5. 결과 및 토의

앞서 4.1과 4.2에서 정의한 공력 및 구조하부시스템에 대한 해석 결과는 Fig. 6, Table 3과 같다. Fig. 6은 Van de Vooren 익형에 대한 공력해석을 나타내고 있다. 이때 패널법을 이용한 프로그램으로 얻어진 값이 해석적 방법에 의한 압력분포와 일치함을 확인할 수 있다. 또한, Table 3에서는 본 연구를 위해 구현된 구조해석 프로그램의 결과가 상용 최적화 프로그램인 GENESIS<sup>(14)</sup>의 결과와 일치함을 확인할 수 있다. 따라서, 각 하

부시스템의 해석을 위해 사용된 방법이 타당함을 확인할 수 있다. Fig. 7에서는 하부시스템 간의 상호영향을 고려하지 않고 수행한  $t_{IDV}$ 에 대한 공력 및 구조 하부시스템의 최적화 경향을 표시하였다. 이때의 설계영역은 식 (14)와 같다. 그리고 공력 하부시스템(subsys 1)의 목적함수는 양력 계수의 역수를 나타내고 구조 하부시스템(subsys 2)의 목적함수는 중량을 나타내고 있다.

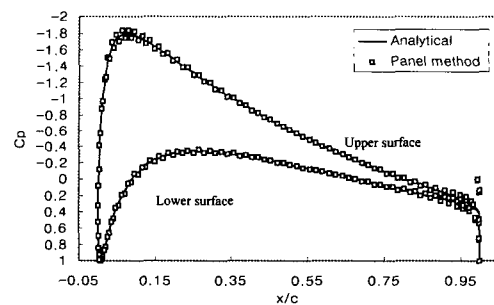
$$0.11 \leq t_{IDV} \leq 0.15 \quad (14)$$

Fig. 7에서는 비록 약간의 비선형성을 갖기는 하지만 전체적으로 연성변수  $t_{IDV}$ 가 증가함에 따라 공력최적화에 의한 목적함수의 값은 감소한 반면 구조최적화에 의한 목적함수의 값은 증가하였다. 따라서 유동성능 및 구조적인 효과를 모두 고려한 최적화 결과를 얻기 위해서는 연성변수의 중재가 필요함을 확인할 수 있다. 그런데, Fig. 7에서  $t_{IDV}$ 에 대한 목적함수의 변화율이 공력최적화보다는 구조최적화가 더 크게 나타나고 있다. 따라서 공력 및 구조하부시스템 상호간의 영향을 고려한 최적화결과는  $t_{IDV}$ 가 설계영역의 하한값(lower bound)에 근접하리라는 것을 예측할 수 있다. 그리고 Fig. 8의 연성변수의 중재를 통한 최적화 결과 역시  $t_{IDV}$ 가 설계영역의 하한값에 근접하여 수렴하였다. Fig. 9는 다분야통합최적화 과정 중에 각 하부시스템의 목적함수 값이 변화하는 과정을 나타내고 있다. Fig. 9로부터  $t_{IDV}$ 에 대한 목적함수의 변화율이 상대적으로 작았던 공력 하부시스템의 목적함수는 증가한 반면 변화율이 컸던 구조 하부시스템의 목적함수는 감소했음을 확인할 수 있다.

**Table 3** Results by in-house and commercial (GENESIS) code

code type	# of element	cross section area(m <sup>2</sup> )	moment of inertia (m <sup>4</sup> )	1st mode natural frequency (rad/sec)
present	2	8.24*10 <sup>-3</sup>	7.82*10 <sup>-6</sup>	12.048
GENESIS	1	8.24*10 <sup>-3</sup>	7.82*10 <sup>-6</sup>	12.131

Table 4는 ISRF가 최종 설계해에 미치는 영향을 확인하기 위해 RR을 고정하고 ISRF를 변화시켜 그 최종 설계해와 수렴속도 등을 비교한 것이다. 이때 OBJ1과 OBJ2는 최종 설계해에 수렴하였을 때 각각의 하부시스템이 갖는 목적함수를 의미한다. Table 4의 결과로부터 ISRF가 극단적으로 작은 값(ISRF=0.05)인 경우를 제외한 대부분의 결과에서 IDV는 유사한 값을 최종 설계해로 선택하였다. 그러나 ISRF가 증가할수록 초기탐색범위가 커지고 최종 설계해에 도달하기 위해 반복회수는 증가하는 경향을 보여주고 있다. 따라서 본 논문에서 이용한 예제의 경우 초기탐색의 범위는 0.2 근방의 값을 사용하는 것이 바람직하다고 생각된다. 그리고 이와 유사한 방법으로 ISRF를 일정값으로 고정하고 RR을 변화시켜 최종 설계해와 수렴속도를 고려한 결과를 Table 5에 나타내었다. Table 5에서 RR이 0.7이하인 경우에는 최적해를 찾는데 실패한 것을 확인할 수 있다. 이는 탐색범위를 급격히 축소하는 과정에서 각 하부시스템이 내포하고 있는 비선형성의 영향을 받은 것으로 판단된다. 그러나 RR이 증가함에 따라 전체적인 반복회수도 증가하는 것이 확인되므로 본 예제의 경우 0.6에서 0.8 사이의 RR을 사용하는 것이 적당하다고 판단된다. 또한 Table 4와 Table 5의 결과를 종합하면 ISRF의 값은 극단적으로 작게 선정하지만 않는다면 비교적 양호한 최적해를 얻을 수 있었던 반면 RR의 경우에는 일정값 이상으로 RR을 설정하지 않을 경우 최적해를 찾는데 실패함을 확인할 수 있었다.



**Fig. 6** Chordwise pressure distribution on a symmetric airfoil at angle of attack 5°

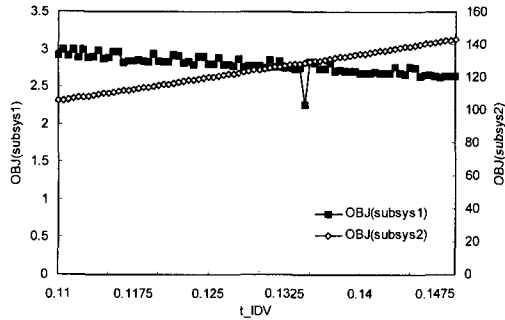


Fig. 7 Optimal objective function values of each subsystem with IDV; non-MDO results

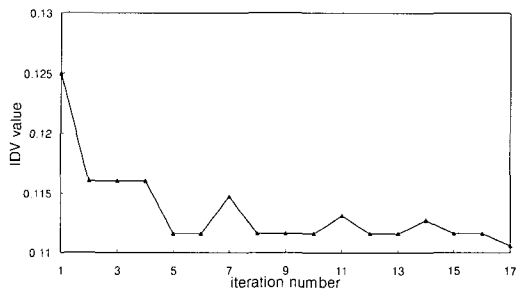


Fig. 8 Convergence history of  $t_{IDV}$  (ISRF=0.3, RR=0.7); MDO results

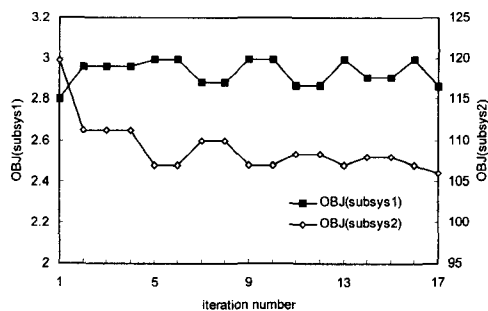


Fig. 9 Convergence history of optimal objective function values of each subsystem (ISRF=0.3, RR=0.7); MDO results

Table 4 Optimization results on ISRF with RR(=0.95) and initial design of IDV(=0.125)

ISRF	Iteration number	IDV	OBJ1 (1/C <sub>L</sub> )	OBJ2 (Weight, kg)
0.05	23	0.1188	2.8384	113.82
0.1	30	0.1106	2.8636	105.96
0.2	37	0.1101	2.9063	105.48
0.3	48	0.1102	2.9216	105.58
0.4	50	0.1101	2.9063	105.48
0.45	62	0.1101	2.9063	105.48

Table 5 Optimization results on RR with ISRF (=0.1) and initial design of IDV(=0.125)

RR	Iteration number	IDV	OBJ1 (1/C <sub>L</sub> )	OBJ2 (Weight, kg)
0.05	6	0.125	2.7994	119.76
0.1	6	0.125	2.7994	119.76
0.2	6	0.125	2.7994	119.76
0.3	6	0.125	2.7994	119.76
0.5	10	0.1235	2.7898	118.32
0.7	22	0.112	2.8827	107.30
0.9	28	0.1108	2.9105	106.15
0.95	30	0.1106	2.8636	105.96

## 6. 결론

본 논문에서는 전체 설계시스템을 공학적 원리에 바탕을 둔 해석적 분야별로 설계문제를 분해하여 하부시스템을 구성하고, 목적함수 및 구속조건을 포함하는 최적화문제를 각 하부시스템에서 수행한 후, 시스템단계에서 설계 해를 통합중재하는 분해기반 MDO 방법론을 제안하였다. 분리된 하부시스템간의 연성된 관계를 분야간 연성변수로 표현하였으며, 시스템단계의 통합목적함수를 구하기 위해 각 하부시스템으로부터 얻은 최적해 및 분야간 연성변수에 대한 최적민감도를 사용하였다. 본 연구에서 제안한 1차 미분을 이용한 통합설계 최적화 조건식으로부터 분야간 연성변수의 초기 선택 및 선형화의 조건을 만족하는 범위 내에서의 설계 변화량을 고려하면 수렴성이 우수함을 알 수 있었다.



## 후기

본 연구는 한국과학재단 지정 최적설계신기술 연구센터의 연구비지원으로 수행되었습니다.

## 참고문헌

- (1) Giunta, A. A., Balabanov, V., Haim, D., Grossman, B., Mason, W. H., Watson, L. T., and Haftka, R. T., 1997, "Multidisciplinary Optimization of A Supersonic Transport Using Design of Experiment Theory and Response Surface Modeling," *The Aeronautical Journal*, Vol. 101, No. 1008, pp. 347~365.
- (2) Sobieski, J., Kodiyalam, S., and Yang, R.-Y., 2000, "Optimization of Car Body Under Constraints of Noise, Vibration and Harshness (NVH) and Crash," *Proceedings of the 41st SDM Conference*, Atlanta, GA.
- (3) Lee, J., 2001, "EMDIOS: A Software Framework for Multidisciplinary Design Optimization," *Proceedings of Annual Meeting on KSME*, Hanyang Univ.
- (4) Wagner, T. C., and Papalambros, P. Y., 1993, "A General Framework for Decomposition Analysis in Optimal Design," *ASME, Advances in Design Automation-1003*, Gilmore, B. J. (Ed.), Vol. 2, pp. 315~325.
- (5) Lee, J., 1996, "Genetic Algorithms in Multidisciplinary Design of Low Vibration Rotors," Ph. D. Dissertation in Mechanical Engineering, Rensselaer Polytechnic Institute, Troy, NY.
- (6) Hajela, P., Bloebaum, C. L., and Sobieski, J., 1990, "Application of Global Sensitivity Equations in Multidisciplinary Aircraft Synthesis," *AIAA Journal of Aircraft*, Vol. 27, No. 12, pp. 1002~1010.
- (7) Bloebaum, C. L., 1991, "Formal and Heuristic System Decomposition Methods in Multidisciplinary Synthesis," Ph. D. Dissertation in Aerospace Engineering, the University of Florida, Gainesville, FL.
- (8) Braun, E. D., 1996, "Collaborative Optimization: An Architecture for Large-Scale Distributed Design," Ph. D. Dissertation in Aeronautics and Astronautics, Stanford University, Stanford, CA.
- (9) Sobieski, I. P., and Kroo, I. M., 2000, "Collaborative Optimization Using Response Surface Estimation," *AIAA Journal*, Vol. 38, pp. 1931~1938.
- (10) Jeong, H., and Lee, J., 2001, "A Method of Distributed Computing MDO Architecture Using Optimal Sensitivity," *Proceedings of WCSMO-4*, Dalian, China.
- (11) Jeong, H., 2001, "A New Method of Decomposition Based Multidisciplinary Design Optimization Architecture Using Optimal Design Sensitivity," MS Thesis in Mechanical Engineering, Yonsei University, Seoul, Korea.
- (12) Katz, J., and Plotkin, A., 1997, *Low-speed Aerodynamics from Wing Theory to Panel Methods*, McGRAW-HILL.
- (13) Kwon, Y. W., and Bang, H., 1997, *The Finite Element Method using MATLAB*, CRC Press.
- (14) GENESIS User Manual, 1998, VMA Engineering.